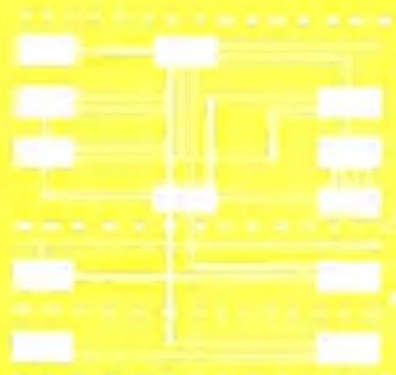




440067

作为自动控制 对象的 弹性飞行器

〔苏〕K. C. 柯列斯尼可夫 著
B. H. 苏 霍 夫

国防工业出版社

V219/09

440

440067

作为自动控制对象的 弹性飞行器

〔苏〕K.C.柯列斯尼可夫 B.H.苏霍夫 著

关世义 常伯浚 译

肖业伦 关世义 校



国防工业出版社



C0179766

内 容 简 介

本书研究带有自动控制系统的弹性飞行器的动力学特性,并且应用统一的研究方法来解决飞机和导弹的有关问题。

为了分析扰动运动方程(动力学模型),依次地讲述了确定固有频率和振型的方法;确定作用于气流中振动机翼上的气动力的方法;确定控制系统动态特性的方法;确定燃料在贮箱中晃动时作用于飞行器上的力的方法。

飞行器的动态特性用传递函数和幅-相频率特性表示。用频率法和根轨迹法对飞行器-稳定系统闭合回路的稳定性进行了分析。

本书的对象是从事飞行力学、控制系统设计的工程技术人员,同时,对于高等院校的相应专业的研究生和大学生也是有益的。

УПРУГИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ
КАК ОБЪЕКТ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

К. С. КОЛЕСНИКОВ, В. Н. СУХОВ

«МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1974

*

作为自动控制对象的弹性飞行器

关世义 常伯浚 译

肖业伦 关世义 校

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₃₂ 印张8¹/₈ 170千字

1979年9月第一版 1979年9月第一次印刷 印数: 0,001—3,400册

统一书号: 15034·1859 定价: 0.67元

译 者 的 话

随着自动控制理论和技术的发展，现今无论什么飞行器都同这样或那样的控制系统联系着。这样，飞行器便成为自动控制的对象。这就改变了传统的研究方法，使飞行力学与控制理论这两门学科密切地结合起来，从这个意义上来说，现代的飞行力学可以称为有控飞行力学。《作为自动控制对象的弹性飞行器》一书正是这样来研究飞行器的动力学问题的。

迄今为止，一些飞行动力学的著作大都把飞行器视为一个绝对的刚体，虽然气动弹性对于飞行稳定性和控制的影响早已为人们所认识，但系统地介绍弹性振动和其它一些附加因素（例如液体晃动等）对飞行器运动的影响的专著还是不多的。把飞行器视为绝对刚体的处理方法，虽然有点粗糙，却有助于设计者抓住主要的矛盾，因而在一定的设计阶段上是允许的。

但是，研制各类飞行器（弹道式导弹，飞机和有翼导弹，航天器等）的大量实践经验表明，设计者必须自始至终十分谨慎地处理飞行器壳体及其部件的弹性振动问题。许多情况下，壳体及其部件的振动可能与控制系统发生耦合作用，因而大大影响控制系统的工作，甚至会导致系统丧失稳定性。这时，作为自动控制对象的飞行器就不能再被当作刚体看待，而应当把它看作一个弹性体。

本书主要研究弹性飞行器的飞行动力学问题。我们认为，该书在编写上还是具有一定的特点的，一是它的系统性，从弹性振动方程的建立，固有振型和频率计算，飞行器的扰动运动方程组，传递函数，频率特性，直到控制系统的分析，都作了介绍，基本上概括了七十年代前有关领域的重要研究成果；另一个特点是它的通用性，作者力图用统一的观点来描述各类飞行器的扰动运动。因此，本书对于从事飞行器研究和设计的有关专业人员，具有一定的参考价值。

翻译时，我们对原书中的一些错误和遗漏之处作了补正，但未一一注明，仅在译者认为比较重要的地方，用“译、校注”作了一些说明和补充。由于我们的水平所限，书中一定还有不少缺点和错误，请读者批评指正。

在翻译过程中，曾经得到不少同志的热情支持和帮助，在此谨向他们表示衷心的感谢。

前 言

本书研究弹性飞行器的动力学问题。它是 A. C. 沙塔洛夫等所著的《作为控制对象的飞行器》一书合乎逻辑的继续^[50]。

研制现代飞行器的控制系统的实践表明，除刚性飞行器的特性外，还必须考虑一系列与结构弹性以及液体燃料在贮箱中晃动有关的附加因素。在此情况下，飞行器的扰动运动方程式（飞行器的动力学模型）是一组高阶的微分方程。书中依次研究了建立扰动运动方程和确定这些方程系数的方法。为此，应用了一系列辅助问题的解，这些问题是：确定飞行器弹性振动的频率和振型，确定作用于气流中的振动机翼上的非定常气动力，确定液体在贮箱中晃动时作用于飞行器的力和力矩，确定控制系统的动态特性。

弹性飞行器是一个具有分布参数的系统，该系统用一组偏微分方程来表征。因此，书中非常注意建立等效的常微分方程组的方法。为此，运用了变分法和布玻诺夫-迦辽尔金法。书中所述的方法允许用统一的观点来描述各类飞行器的扰动运动。

弹性飞行器的动态特性可以用传递函数和幅-相频率特性表示。

研究闭合回路（弹性飞行器-稳定系统）的稳定性不是本专著的直接任务，但是，为着估计所需的准确度以及完整地表示飞行器的动态特性，也以必要的篇幅叙述了这一问题的

主要方面。

稳定性是用频率法和根轨迹法进行研究的。

因为书中所研究的问题只有借助于电子计算机才可能有效地解决，因此，主要的注意力放在所研究现象的物理图画及其数学描述上。

目 录

绪论	1
第一章 弹性飞行器的运动方程	15
1.1 用梁系来表示飞行器弹性结构特性	15
1.2 飞机的固有弹性振动方程式	19
1.3 弹体的弯曲弹性振动方程	27
1.4 后掠机翼的弹性弯曲-扭转振动方程	33
1.5 液体在贮箱中晃动的力学模型	37
1.6 当计及液体在贮箱中的晃动时, 弹体弯曲弹性振动方程式	41
1.7 计及传动装置的弹性时,操纵机构的方程式	50
1.8 计及摇动发动机动力学时,弹体弯曲振动方程式	56
第二章 弹性飞行器动力学问题的求解方法	59
2.1 问题的提出。固有振动的频率与振型的一般特性	59
2.2 用逐次近似法确定固有弹性振动的频率与振型	67
2.3 求解飞行器固有振动问题的变分法	78
2.4 用追赶法确定固有振型和频率	97
2.5 用布玻诺夫-迦辽尔金 (Бубнов-Галёркин) 法求解弹性飞行器的动力学问题	104
2.6 作为非保守系统的弹性飞行器的动力学问题的解	110
第三章 弹性飞行器的扰动运动方程	118
3.1 作用于弹性飞行器上的气动力	118
3.2 弹性飞机的扰动运动方程	135
3.3 弹性导弹的扰动运动方程	149
第四章 考虑壳体的弹性和液体在贮箱中的晃动时,	

作为调节对象的飞行器的动态特性	166
4.1 弹性飞行器的传递函数	166
4.2 弹性飞行器传递函数的确定	178
4.3 弹性飞行器的频率特性	184
4.4 计及液体晃动及其特性时, 弹性导弹的传递函数	192
4.5 弹性导弹的传递函数及其特性	200
4.6 弹性飞机的传递函数及其特性	207
4.7 弹性飞行器扰动运动的稳定性	217
4.8 飞行器结构不稳定性的条件	242
参考文献	250

绪 论

许多类型的现代飞行器的有效作用只有借助于自动控制和稳定系统才能保证。当选择这些系统的型式和参数时，飞行器本身作为调节对象的特性具有重要的意义。

不久以前，在综合自动控制系统时飞行器仍被视为绝对刚体。但是，现代飞行器的设计和飞行试验的实践表明，这是完全不够的。这一点特别明显地表现在研制液体弹道式导弹●和宇航飞行器的运载火箭上。通常，这样的对象是气动力不稳定的，并且为了使之稳定，自动控制系统必须具有大的放大系数，因而具有宽的通频带。液体在贮箱中的晃动频率和最低的一些弹体弹性振动频率将落到此频带内。为了保证此种飞行器的运动稳定性，对于稳定系统的特性要提出特殊的要求。

因此，在自动控制系统的初步设计阶段，就必须考虑装有液体燃料的弹性飞行器的动态特性。飞行器的扰动运动方程组（所谓飞行器的动力学模型），除去经典的刚体运动方程以外，还应包括液体在贮箱中晃动的方程和结构的弹性振动的方程。

以上所述的不仅仅与液体弹道式导弹和运载火箭有关，而且在某种程度上也与其它类型的飞行器有关：不同种类的飞机，宇航飞船，人造地球卫星等等。飞行器的固有振动频

● “ракета” 一词在本书中一般指弹道式导弹，或简称导弹。对于其它类型的飞行器，将专门加以说明。——译注

谱（刚体飞行器绕质心的受控运动的频率，燃料在贮箱中的晃动频率，结构振动频率）是飞行器作为调节对象的最重要的特性之一。这些频率的相互关系将决定保证相应运动形式的稳定性的困难程度，因而，将决定稳定系统综合的复杂程度。

我们来看看不同类型飞行器的最典型的频谱。

表 1 中给出了最近几年美国设计者研制的液体弹道式导弹和宇航飞行器的运载火箭的振动频率和有关外形尺寸的某些数据^[64,65]。

表 1

运载火箭	l	D	G	P	$\nu_{T.T}$	$\nu_{\text{ж}}$	ν_y
	米	米	吨	吨	赫芝	赫芝	赫芝
红 石	21	1.78	18	32	0.5	0.8	10
木星(丘辟特)	20	2.65	45	68	0.4	0.6	9
土星 C-1	60	6.5	500	685	0.3	0.45	2
土星 C-5	106	10	2700	3400	0.16	0.3~0.4	1
模型 №2	145	10	4230	5800	—	0.35	0.4

注： $\nu_{T.T}$ 、 $\nu_{\text{ж}}$ 、 ν_y —相应为刚体固有振动频率、液体晃动频率和结构弹性振动频率； l —火箭长度； D —最大直径； G —起飞重量； P —发动机推力。

随着运载火箭尺寸的增大，弹性振动的固有频率同燃料在贮箱中的晃动频率以及弹体绕质心的振动频率越来越接近。如果说对于“红石”导弹而言，弹性振动的稳定在控制系统综合中不是很重要的话，那么，对于“土星-5”运载火箭而言，保证结构弹性振动和液体在贮箱中的晃动的稳定性在很大程度上决定了控制系统的结构和特性。为了估计未来的运载火箭控制系统的特性，在美国应用所谓 NASA 模型

2 号，其特性引自参考文献[65](见表 1)。由此可见，对于这一类型的运载火箭而言，即使在研究飞行器绕质心的运动时，也不能再将它视为刚体。

“土星-5” 三级运载火箭的固有振动频谱如图 0.1 所示。

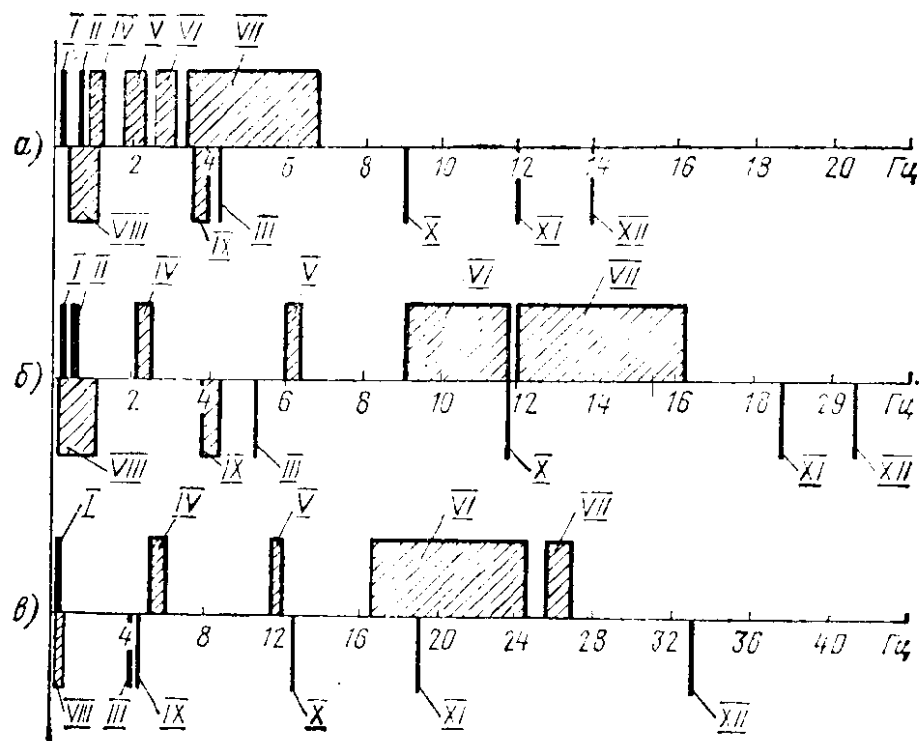


图0.1 “土星-5”运载火箭的固有振动频谱

α —第一级； β —第二级； γ —第三级；I—带有俯仰和偏航控制系统的火箭振动频率；II—带有滚转控制系统的火箭振动频率；III—推力向量控制系统的频率；IV、V、VI、VII—弹体的第一、二、三、四阶弯曲振动频率；VIII—液体在贮箱中晃动的频率；IX—摆动发动机的零效应频率；X、XI、XII—第一、二、三阶弹体扭转振动频率。

运载火箭第一级的固有振动频谱具有最大的意义。弹体弯曲振动的头四阶振动频率都在 0~4 赫芝范围内。液体晃动频率与第一阶弯曲振动互相交叉，这在稳定系统的综合中具有重要的意义。第四阶固有振动频率在飞行中几乎变化了两

倍。这一特点对于运载火箭后面几级的较高阶振型而言也是有代表性的。

必须注意，传动装置-摆动发动机系统有很低的固有频率（4赫芝），这证明了在此频率范围内需要考虑操纵机构（摆动发动机）的动态特性。因为摆动发动机具有很大的质量且其质心与转轴不重合，因此，在一定的振动频率下传递到弹体上的侧力的惯性分量等于推力的分量。因为这两个分力的符号相反，因此，它们相互抵消了。与此相应的频率称为摆动发动机的零效应频率，它在对稳定系统的特性提出要求时起着很大的作用。图0.2上表示了“土星-5”火箭的头三

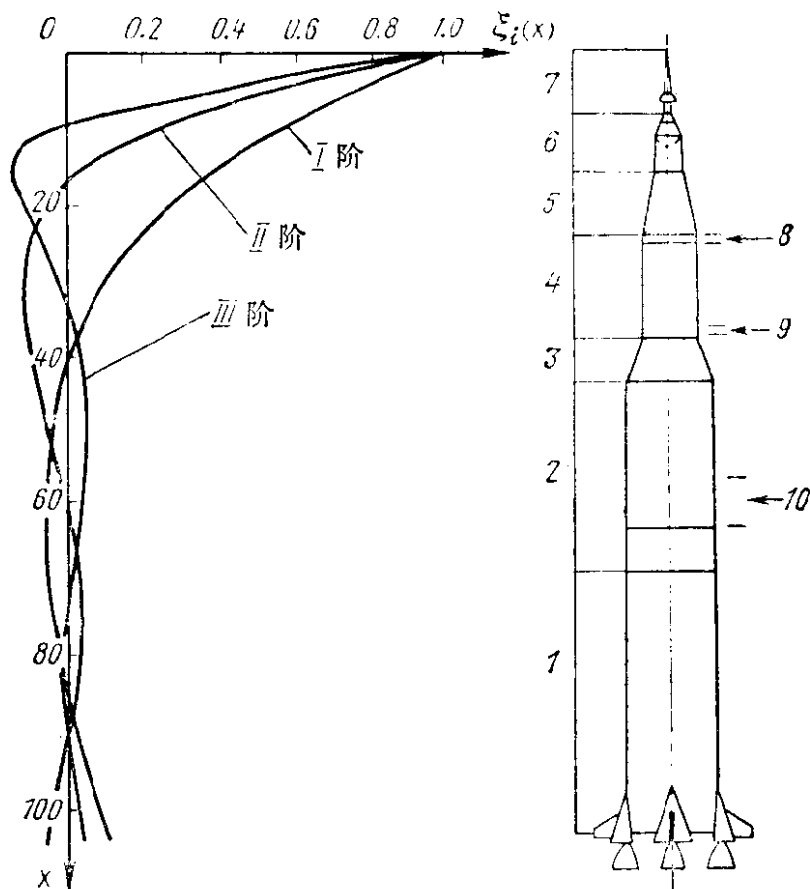


图0.2 “土星-5”弹体头三阶弯曲振动的振型 $\xi_i(x)$

1—第一级；2—第二级；3—过渡段；4—第三级；5—登月考察仓；
6—宇宙器；7—起飞时，宇宙器的应急救生系统；8、9—角速度传感器的位置；10—第一级控制系统的加速度计的位置。

阶弹性振动的固有振型^[61]以及火箭的每一级和稳定系统传感器的位置。

应当强调指出，低的弹性振动频率不仅是大型宇航飞行器所特有的，而且，例如在对接而成的复合宇航飞行器中，由于接头刚度不够，也可能发生这种情况。这时可以认为，被对接的飞行器的壳体在一次近似时可视为绝对刚体，相互之间的位移是由于接头的柔性引起的。

由“阿波罗”飞船的指令仓和同它对接的登月仓组成的系统在这方面是很典型的（图0.3）。在此情况下，弹性振动

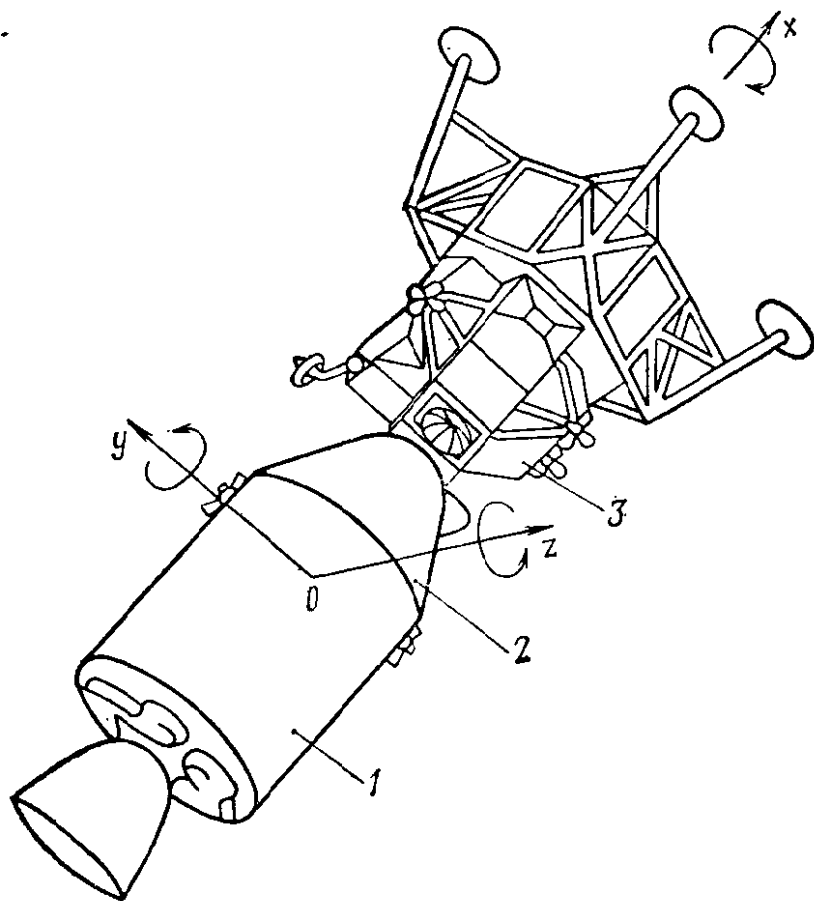


图0.3 “阿波罗”飞船

1—发动机仓；2—指令仓；3—登月仓。

频率接近 1 赫芝，并且与“土星-5”运载火箭第一级的最低阶弹性振动固有频率重合^[62]。

最近几年，宇航飞行器的弹性振动与控制系统的相互作用的研究已成为迫切的问题。文献[62]中综述了这方面出现的现象。但是，解决这一问题的方法与用于研究运载火箭和飞机这些类型的弹性飞行器动态特性的方法不同，因此，在本书中对它们不作研究。对于现代的有翼飞行器，特别是对于重型飞机而言，结构弹性对于作为自动调节对象的此类飞行器的动态特性给予很大的影响。弹性的影响表现在改变了按刚性飞机确定的气动力导数，机体弹性振动与稳定系统相互产生作用，当飞机在紊流大气中飞行时，结构的弹性振动对过载频谱密度的影响很大。

表 2 中给出了不同类型的重型飞机的一些低阶弹性振动频率：具有大展弦比后掠机翼的亚音速战略轰炸机 B-52(图 0.4)，具有三角翼的超音速轰炸机 XB-70 (图 0.5) 以及超音速运输机^[58, 66]。这里可以看出一个特点，B-52 飞机的固有振动频率几乎与“土星-5”运载火箭第一级的固有振动频率相同，尽管它们是由其它的变形型式所引起的。

在机身和机翼上 (图 0.4) 指明了机翼和尾翼弹性振动积极抑制系统的传感器位置。用阴影线表示纵向平面内飞机

表 2

飞 机	第 一 阶	第 二 阶	第 三 阶
	赫 芝		
B-52	0.9	1.9	2.44
XB-70	1.6	3.2	4
超音速运输机	1.55	2.15	3.5

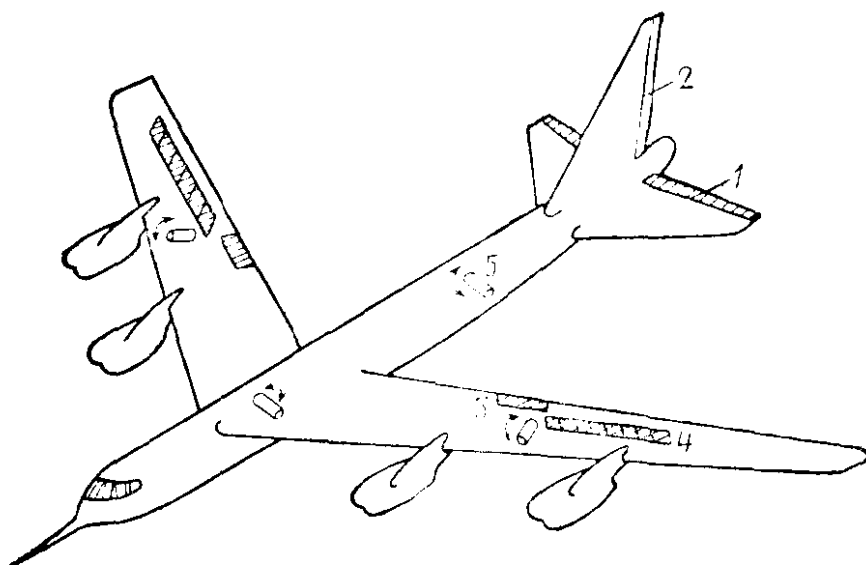


图0.4 美国的亚音速战略轰炸机 B-52

1—升降舵；2—方向舵；3—副翼；4—扰流片；
5—控制系统的角速度传感器。

的操纵面。在图 0.5 上绘出了基本控制系统的传感器 1 和弹性振动积极抑制系统的传感器 2 的位置区。

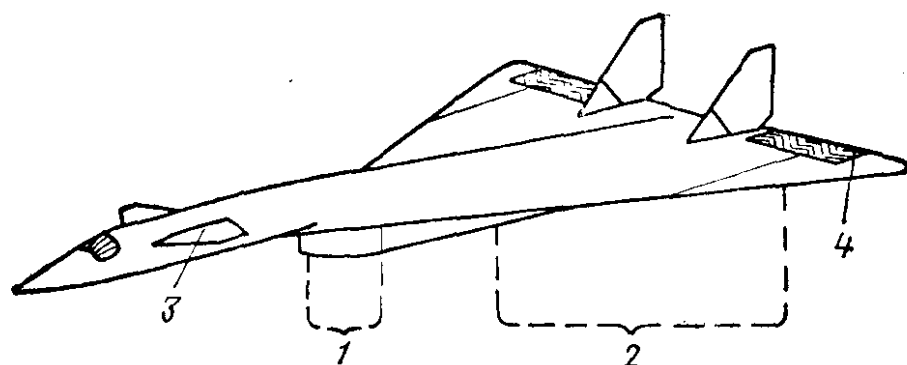


图0.5 美国的超音速轰炸机XB-70

1—基本控制系统的角速度传感器和加速度计；2—弹性振动积极抑制系统的角速度传感器和加速度计；3—前翼；4—升降副翼。

飞机的固有振动频谱详见表 3^[56]。表中第一栏给出固有振型的名称，它们表明，这种或那种频率同什么型式的结构变形有关。

表 3

振 动 型 式	振 动 频 率 (赫 芝)
飞机绕质心的振动	0.43
第一阶机翼弯曲	0.90
翼弦平面内的机翼弯曲	1.86
第二阶机翼弯曲	1.90
发动机短仓的吊挂架弯曲	1.99
发动机短仓的吊挂架弯曲	2.09
机身弯曲和机翼扭转	2.39
机翼弯曲和机身弯曲	3.07

因为有翼飞行器通常是气动力稳定的, 所以, 同对于运载火箭的稳定系统的类似要求比较, 它允许稍微降低对于稳定系统的放大系数和通频带的要求。在此情况下, 飞机弹性振动的稳定性可以通过在稳定系统中加入一个滤波器来保证, 该滤波器将大大减弱稳定系统信号的高频分量。在这些条件下, 可以大大降低对于确定飞机在弹性振动频率上的动态特性的要求。

近年来, 弹性飞机稳定系统的综合原则开始有所改变^[56, 68]。为了保证飞机在紊流大气中飞行时乘员的良好工作条件和旅客的舒适, 为了降低作用于飞机上的载荷和结构的疲劳损坏, 并因而提高飞机的寿命, 将应用弹性振动的积极抑制自动系统。自然, 这些系统必须具有很宽的通频带和很大的放大系数。与此同时, 对于在最低的弹性振动频率范围内确定飞机的动态特性的准确度的要求会明显地提高。

当考虑与稳定系统的相互作用时, 飞行器的弹性振动稳定性问题的一般情况可见于表 4 和表 5, 其中给出了关于不